

## Stabilization Control of line of sight of OTM(On-The-Move) Antenna

강민식\* · 조용완\*  
(Min-Sig Kang · Yong-Wan Cho)

**Abstract** - The 4-th generation of mobile communication aims to realize global, fast and mobile communication service. The satellite communication charges a key role in this field. In this study, an OTM(On-The-Move) antenna which is mounted on ground vehicles and is used for mobile communication between vehicle and satellite was addressed. Since vehicles move during communication, active antenna line-of-sight stabilization is a core technology to guarantee high satellite communication quality. Stabilization of a satellite tracking antenna which consists of 2-DOF gimbals, an elevation gimbal over an azimuth gimbal, was considered in this study. Various disturbance torques such as static and dynamic mass imbalance torques, variation of moment of inertia according to elevation angle, friction torque related to vehicle motion, equivalent disturbance torque due to antenna roll motion, etc. were analyzed. As a robust stabilization control, rate feedback with sliding mode control and position feedback with proportional+integral control was suggested. To compensate antenna roll motion, a supplementary roll rate feed forward control was included beside of the feedback control loop. The feasibility of the analysis and the proposed control design were verified along with some simulation results.

**Key Words** : OTM(On-The-Move) antenna, LOS (line of sight), Satellite communication, Stabilization, Sliding mode control, Gyro drift

### 1. 서론

OTM(On-The-Move) 단말기는 이동 운반체에서 적도 상공 36,000Km에 있는 정지 위성과의 통신을 위해 사용되는 안테나이다. 그 동안 OTM 단말기는 주로 선박에서 사용되어 왔으나, 향후 4세대 이동통신에서는 기차나 자동차 등에서도 사용될 것이며, 우리나라도 통신위성을 보유하게 됨에 따라 군용 및 상용의 OTM 단말기 수요가 크게 증가할 것으로 예측된다.

위성과의 통신을 위해서는 운반체의 이동에 관계없이 단말기 안테나의 LOS(Line-of-Sight)가 항상 위성을 지향할 수 있도록 안정화가 필요하다. 단말기 안테나의 안정화에는 절대좌표계에서 안정화된 플랫폼이 필요하며, 이 플랫폼에 안테나가 장착된다. 이러한 플랫폼은 감시장비, 표적 추적, 미사일 유도, 지상무기의 포/포탑, 통신, 천체 망원경, 카메라 등의 분야에서 폭 넓게 요구되고 있다[1-3]. 플랫폼은 다축 김발 구조가 적용되고 있으며, 선박용 단말기의 경우 직렬 3축, 지상용 OTM 단말기에서는 직렬 2축 김발 구조가 주로 사용된다[4-5]. 그 동안 OTM 단말기 안테나의 LOS 안정화에 대한 연구들은 주로 군수분야에서 진행되어 왔으며,

구체적 연구결과의 대외적 발표는 미진한 편이다.

그 동안 안테나 시선 안정화 분야에서는 안정화 외란에 대한 분석 및 제어기 설계에 관해 연구되어 왔다[1-5]. 제어기는 대부분 자이로를 이용한 속도루프와 비례-적분 제어의 위치루프로 구성되었으며, 그 밖에 적응제어[6], LQG/LTR [7] 등이 적용되어 왔다. 그러나 지금까지의 연구에서는 이동운반체에서 상대운동하는 김발의 마찰특성에 대한 고려가 미진하였으며, 3-자유도 운반체의 운동을 2-자유도 김발로 안정화하는데서 발생하는 동역학적 특성을 고려하지 않고 각 김발축을 독립적으로 제어하는 방법이 제시되었다[1-7].

본 연구에서는 직렬 2-축 김발 구조를 갖는 지상용 OTM 단말기 안테나 시선의 안정화 제어를 대상으로 하며, 안정화 외란을 분석하고 안정화 제어기 설계 알고리즘을 제안한다. 안정화 외란 분석에서는 질량불균형 토오크, 질량관성모멘트의 변화, 운반체와 상대운동하는 김발 회전축의 마찰 토오크를 분석하고, 3-자유도 차량운동을 2-자유도 김발 구조로 안정화하기 위한 동역학적 조건을 분석한다. 안정화 제어기는 기존 제어기와 다른 슬라이딩모드제어(SMC, Sliding Mode Control)를 적용한 자이로 속도루프와 비례-적분 위치루프로 구성되는 되먹임 제어에 안테나 롤운동 보상 앞먹임제어를 추가한 제어 알고리즘을 제안한다. 슬라이딩모드 제어는 외부의 외란과 계의 파라미터 변화에 강인하므로 차량이동에서 발생하는 안정화 외란 환경에서 우수한 안정화 성능을 보장할 수 있다[8-12].

제시된 외란분석의 타당성과 제안한 제어기 설계방법의 성능검증을 위해 시뮬레이션을 실시한다.

\* 비회원 : 삼성탈레스 전문연구원

† 교신저자, 정회원 : 경원대학교 기계·자동차공학과 교수

E-mail : mskang@kyungwon.ac.kr

접수일자 : 2010년 9월 6일

최종완료 : 2010년 9월 24일

## 2. OTM 단말기 동특성 분석

OTM 단말기는 Fig. 1과 같이 차량에 탑재되어 정지위성과 통신을 수행한다. 원형편파(circular polarization)를 이용한 통신에서는 안테나가 LOS를 축으로 회전하여도 통신에는 영향을 주지 않는다. 즉, 3-자유도 차량운동 하에서 2-자유도 김발 구조의 안테나로 위성을 추적하는 경우 안테나가 LOS 축을 기준으로 회전하지만 이 회전은 통신에는 영향이 없으므로 OTM 단말기는 2-자유도 김발구조를 채택할 수 있다. OTM 단말기의 구조는 Fig. 2와 같이 차량 기준 방위각 방향( $z_a$  축)으로 회전하는 방위각 김발과, 방위각 김발에 회전축을 두고 고각 방향( $y_a$  축)으로 회전하는 고각김발로 이루어진다. 고각김발에는 안테나 구조체가 고정 설치되어 있다.

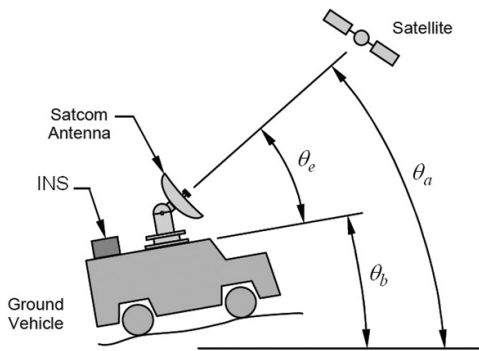


그림 1 OTM 단말기 안정화 개념  
Fig. 1 Concept of OTM Antenna Stabilization

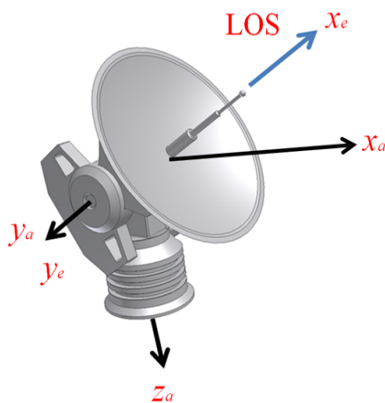


그림 2 OTM 단말기 구조  
Fig. 2 Schematic of OTM Antenna

단말기가 위성과 통신하기 위해서는 위성탐색과 위성추적의 두 단계가 필요하다. 탐색단계에서는 차량 탑재 항법장치(INS, inertial navigation system)로부터 획득한 차량의 좌표와 자세(yaw, pitch, roll angle), 그리고 대상 정지위성의 좌표를 이용하여 안테나 LOS의 차량기준 방위각과 고각을 결정하고 이 위치로 각 김발을 구동한다. LOS가 위성근

처를 지향하면 비콘(beacon) 신호가 수신되며, 이 신호의 강도가 높은 방향으로 김발을 구동하여 LOS를 위성에 근접시킨다. LOS가 위성에 근접하여 모노펄스(monopulse)신호를 수신하면 추적단계로 전환되며, 모노펄스 신호분석을 통해 얻은 LOS의 지향오차를 제거하는 방향으로 김발을 구동한다. 이상의 탐색과 추적단계에서 차량의 운동으로 인한 LOS의 흔들림을 제거하기 위해 각 김발은 안정화되어야 한다. 이를 위해 각 김발에 속도자이로(rate gyro)를 부착하고, 자이로 신호를 이용한 안정화 제어를 수행한다. 각 김발에는 김발의 차량기준 회전각 측정을 위한 센서가 부착된다. 자이로를 차량에 부착하여 간접적으로 안정화하는 방법은 구조적으로 단순한 장점은 있지만 상대적으로 안정화 성능이 낮은 단점이 있다[4].

본 연구에서 정의한 좌표계는 항법좌표계(INS좌표계, XYZ, X:북쪽, Y:동쪽, Z:차량 하방)와 이동좌표계인 차량좌표계( $x_b y_b z_b$ ,  $x_b$ :차량진면,  $z_b$ :차량 하방), 방위각김발 좌표계( $x_a y_a z_a$ ,  $x_a$ :안테나 전면,  $z_a$ || $z_b$ ,  $y_a$ : 안테나 고각회전축), 고각김발 좌표계( $x_e y_e z_e$ ,  $x_e$ :LOS방향,  $y_e$ || $y_a$ )이다. 편의상 모든 이동 좌표계의 원점은 방위각과 고각 김발 회전축이 만나는 점에 둔다. 여기서 “||”는 두 축이 일치함을 의미한다. 차량좌표계는 INS좌표계를 요( $\phi_b$ ), 피치( $\theta_b$ ), 롤( $\psi_b$ ) 방향으로 오일러각의 정의에 따라 회전한 좌표계이며, 차량기준 안테나의 방위각과 고각은 각각  $\phi_a$ ,  $\theta_e$ 로 정의한다. 따라서 차량좌표계를 Z축을 중심으로  $\phi_a$ 만큼 회전하면 방위각좌표계와 일치하며, 방위각좌표계를  $y_a$ 축을 중심으로  $\theta_e$ 만큼 회전하면 고각김발좌표계와 일치한다.

안정화는 개념적으로 Fig. 1에서와 같이 위성이 차량 전면에 있을 경우 차량의 피치각  $\theta_b$ 의 변화와 반대방향으로 안테나 고각  $\theta_e$ 를 조정하여 안테나 LOS의 피치각  $\theta_a (= \theta_b + \theta_e)$ 를 항상 일정하게 유지시키는 개념이다. 즉, 김발의 절대속도가 항상 0이 되도록 김발을 구동시키는 개념이다. 앞으로 차량기준 안테나의 방위각과 고각을 각각 안테나의 방위각, 안테나의 고각이라 정의한다.

## 2. OTM 단말기 안정화 제어

Fig. 2의 2-축 김발은 축간의 동역학적 연성이 존재하나, LOS가 안정화 되면 김발의 구동속도가 낮아 무시할 수 있다. 따라서 각 축은 독립적 제어가 가능하다. 따라서 이 후에서는 방위각 김발을 중심으로 분석한다. 그러나 대부분의 분석결과는 고각 김발에도 직접 적용이 가능하다.

Fig. 2의 방위각 김발의 운동방정식은 (1)로 나타낼 수 있다.

$$J_o \ddot{\phi} + C\dot{\phi} = \tau_c + \tau_d \quad (1)$$

여기서  $\dot{\phi}$ 는 방위각 김발의 절대좌표 기준 회전속도,  $\tau_c$ 는 제어입력 토크,  $\tau_d$ 는 외란 토크이다. 이 외란은 안정화를 저해하는 요소이므로 안정화 외란이라 부를 수 있다.  $J_o$

는 방위각 김발의 질량관성모멘트로 안테나 고각  $0^\circ$ 에서의 값이다. 안테나 고각  $0^\circ$ 는 Fig. 2에서 LOS가  $x_e$ 축과 일치하는 상태를 말한다.  $C$ 는 회전축의 점성마찰계수이다.

### 2.1 안정화 외란

(1)에서 외란토크는 (2)와 같이 질량불균형 토크  $\tau_m$ , 고각에 따른 방위각 구동부의 관성 변화로 인한 관성 토크  $\tau_{\Delta J}$ , 마찰 토크  $\tau_f$ , 안테나 롤운동에 의한 토크  $\tau_\psi$ 의 합으로 주어진다.

$$\tau_d = \tau_m + \tau_{\Delta J} + \tau_f + \tau_\psi \quad (2)$$

#### 2.1.1 질량불균형 토크

질량불균형 토크는 회전축과 회전부 질량중심의 불일치로 인해 발생되며 (3)으로 나타낼 수 있다.

$$\tau_m = m_{az} (\overrightarrow{R_{CG}} \times \vec{g} + \overrightarrow{R_{CG}} \times \vec{a}) \quad (3)$$

여기서  $m_{az}$ 는 방위각 김발과 고각 김발의 질량을 합한 안테나 전체의 질량,  $\overrightarrow{R_{CG}}$ 는 이 전체 질량의 질량중심점 위치벡터,  $\vec{g}$ 는 중력가속도벡터,  $\vec{a}$ 는 김발좌표계 원점의 직선가속도벡터이다.

따라서 (3)은 중력에 의한 정적 불균형토크와 차량 이동에 따른 동적 관성토크의 합이다. 고각김발 운동에서도 고각회전체의 질량중심이 고각 회전축과 어긋나 있을 경우 (3)과 유사한 형태로 질량불균형 토크를 구할 수 있다.

#### 2.1.2 안테나 고각에 따른 방위각 회전관성 변화

Fig. 2의 김발구조에서 고각김발은 방위각 구동의 부하로 작용하므로, 안테나 고각에 따라 방위각 질량관성모멘트가 변한다. 즉, 고각 김발의 관성텐서 (inertia tensor)를  $[I_{el}]$ 라 할 때, 방위각 회전부 전체의 관성텐서  $[I_{az}]_{total}$ 는 (4)와 같이 방위각 김발의 관성텐서  $[I_{az}]$ 와 고각김발 관성텐서를 방위각 좌표계에서 나타낸 관성텐서의 합이 된다. 즉, 고각김발좌표계에서 방위각김발좌표계로의 좌표변환행렬을  $T(\theta_e)^a \in R^{3 \times 3}$ 라 하면, 다음으로 나타낼 수 있다.

$$[I_{az}]_{total} = [I_{az}] + [T(\theta_e)^a]^T [I_{el}] [T(\theta_e)^a] \quad (4)$$

(4)에서 우변 두 번째 항이 고각김발 관성텐서를 방위각 좌표계에서 나타낸 관성 텐서이다. 방위각 질량관성모멘트는 (4)의  $[I_{az}]_{total}$ 에서 z-축 요소인  $I_{zz}$ 에 해당되며, 이 값은 안테나 고각에 따라 변하므로  $J(\theta_e)$ 로 나타낼 수 있다. 이 변화는 고각이  $0^\circ$  일 때를 공칭 위치로 정의하여 (1)과 같이

표현하면, 등가적으로 (5)와 같이 외란 토크로 나타낼 수 있다.

$$\tau_{\Delta J} = -[J(\theta_e) - J_0] \ddot{\phi} \quad (5)$$

고각김발 운동에서는 이와 같은 질량관성모멘트 변화는 없다.

#### 2.1.3 마찰 토크

김발 회전축은 차량 운동시 축의 진동을 줄이기 위해 억지끼워 맞춤으로 조립된다. 억지끼워 맞춤량이 클수록 강성이 커져 진동은 감소하나, 반대로 마찰은 증가한다. 따라서 마찰은 안정화 제어에서 중요한 외란에 해당된다.

김발 회전축에 작용하는 마찰 특성은 차량이 운동할 때와 정지해 있는 경우 서로 다르다. 마찰토크는 (6)과 같이 점성마찰 토크와 스틱-슬립(stick-slip) 마찰토크  $\tau_s$ 의 합으로 표현할 수 있다.

$$\tau_f = C \dot{\phi}_b + \tau_s \quad (6)$$

여기서  $\dot{\phi}_b$ 는 차량의 요회전속도로,  $C \dot{\phi}_b$ 은 차량운동이 점성마찰을 통해 회전축을 가진힘을 의미한다. 물론 차량이 정지해 있으면 존재하지 않는다.

차량이 정지해 있는 경우 회전축의 스틱-슬립 마찰토크는 Striebeck 효과를 표현한 Tustin 모델[13]로 나타낼 수 있다. 하지만 차량이 운동하는 경우 마찰은 회전축의 질량관성모멘트와 차량의 요가속도  $\ddot{\phi}_b$ 의 곱인 관성토크가 고려된 스틱-슬립 전이모델에 따른다[14]. 이 두 모델을 조합하여 (6)의 스틱-슬립 마찰토크를 (7)로 표현할 수 있다.

$$\tau_s = \begin{cases} \tau - J(\theta_e) \ddot{\phi}_b & \text{if } |\tau - J(\theta_e) \ddot{\phi}_b| < \tau_s, \omega = 0 \\ \left\{ \tau_k + \Delta \tau e^{-|\omega|/\omega_s} \right\} \text{sign}(\omega) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (7)$$

여기서  $\tau_s$ ,  $\tau_k$ 는 각각 정적/동적마찰 토크,  $\Delta \tau = \tau_s - \tau_k$ ,  $\tau$ 는 외부작용 토크,  $J(\theta_e)$ 는 고각  $\theta_e$ 에서 방위각 질량관성모멘트,  $\omega (= \dot{\phi}_e = \dot{\phi} - \dot{\phi}_b)$ 는 안테나 방위각 각속도,  $\omega_s$ 는 상수로 Striebeck 속도이다. (7)에서 차량이 정지한 경우는  $\ddot{\phi}_b = 0$ 일 경우이므로, (7)은 차량 정지상태에서의 마찰모델도 포함한다. 일반적으로 정적/동적마찰 토크는 회전방향에 따라 서로 다른 값을 가지나, 표현의 간략화를 위해 동일한 것으로 가정하였다.

(6)와 (7)에서 마찰토크는 차량과 김발의 상대 운동에 관계되며, 김발의 구동을 방해할 뿐 아니라, 차량 운동과 결합되어 김발을 가진하는 토크를 발생시킴을 알 수 있다.

이 상의 마찰특성분석은 어렵지 않게 고각김발 운동에도 적용할 수 있다.

2.1.4 안테나 롤운동 보상을 위한 김발 구동

차량운동을 방위각 김발좌표계에서 나타냈을 때  $z_a$  축 기준의 요와  $y_a$  축 기준의 피치 운동은 각각 방위각 김발과 고각 김발 회전축과 평행이므로 독립적으로 안정화가 가능하다. 이 때 안정화가 완벽하게 이루어지면 두 김발의 절대적 회전은 없다. 그러나 롤운동 (Fig. 2에서 차량이  $x_a$  축을 기준으로 회전하는 운동)은 안테나 전체를 회전시키므로 위성 추적을 유지하기 위해서는 김발의 절대적 회전이 필요하다. 이는 차량의 3-축 운동을 2-축 김발로 안정화시키는 데서 발생하는 문제이다. 본 절에서는 안테나의 롤운동을 보상하여 위성추적을 유지시키는 김발의 구동에 대해 분석한다.

분석의 편의를 위해 차량은 수평이고, 안테나는 차량 전면에 있는 위성을 지향한 상태를 가정하자. 이 상태는  $\theta_b = \psi_b = \phi_a = 0, \dot{\phi}_b = \dot{\theta}_b = \ddot{\phi}_b = \ddot{\theta}_b = 0$  조건으로 나타낼 수 있으며, 차량의 롤운동이 안테나의 롤운동이 되는 경우에 해당한다.

이 조건에서 안테나 LOS 단위벡터는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\vec{r}_{LOS} = [1 \ 0 \ 0] T_a^c T_b^a T_N^b [\hat{I} \ \hat{J} \ \hat{K}]^T \tag{8}$$

여기서  $T_a^c, T_b^a, T_N^b$ 는 각각 방위각김발좌표계에서 고각김발좌표계로, 차량좌표계에서 방위각김발좌표계로, INS좌표계에서 차량좌표계로의 좌표계 변환행렬이며,  $[\hat{I} \ \hat{J} \ \hat{K}]$ 는 절대좌표계인 INS좌표계의 단위벡터이다. 각 좌표변환 행렬은 다음과 같다.

$$T_a^c = \begin{bmatrix} C\theta_e & 0 & -S\theta_e \\ 0 & 1 & 0 \\ S\theta_e & 0 & C\theta_e \end{bmatrix}, T_b^a = \begin{bmatrix} C\phi_a & S\phi_a & 0 \\ -S\phi_a & C\phi_a & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, T_N^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\psi_b & S\psi_b \\ 0 & -S\psi_b & C\psi_b \end{bmatrix} \tag{9}$$

여기서  $C\theta_e = \cos\theta_e, S\theta_e = \sin\theta_e$ 이다.

차량의 롤운동이 있을 때 LOS 단위벡터의 선속도와 선가속도를 해석하자. LOS 단위벡터 끝점의 선속도  $\vec{v}_{LOS}$ 는 (8)을 미분하고 앞의 상태조건을 대입하면 (10)과 같이 정리된다.

$$\vec{v}_{LOS} = [\hat{I} \ \hat{J} \ \hat{K}] \begin{bmatrix} -\sin\theta_e \dot{\theta}_e \\ \cos\theta_e \dot{\phi}_a + \sin\theta_e \dot{\psi}_b \\ -\cos\theta_e \dot{\theta}_e \end{bmatrix} \tag{10}$$

유사한 방법으로 LOS 단위벡터 끝점의 선가속도  $\vec{a}_{LOS}$ 는 (8)을 두 번 미분하고, 앞의 상태조건을 대입하면 다음으로 정리된다.

$$\vec{a}_{LOS} = a_x \hat{I} + a_y \hat{J} + a_z \hat{K} \tag{11}$$

$$\begin{cases} a_x = -\cos\theta_e (\dot{\phi}_a^2 + \tan\theta_e \ddot{\theta}_e) - \cos\theta_e \ddot{\theta}_e^2 \\ a_y = \cos\theta_e (\ddot{\phi}_a + \tan\theta_e \ddot{\psi}_b) + 2(\cos\theta_e \dot{\psi}_b - \sin\theta_e \dot{\phi}_a) \dot{\theta}_e \\ a_z = \cos\theta_e \{ (2\dot{\phi}_a + \tan\theta_e \dot{\psi}_b) \dot{\psi}_b - \ddot{\theta}_e \} + \sin\theta_e \ddot{\theta}_e^2 \end{cases}$$

(10)과 (11)은 모두 속도벡터와 가속도벡터를 절대좌표로 나타낸 것이므로, 안테나 LOS가 안정화 되기 위해서는 선속도벡터와 선가속도벡터가 모두 영이 되어야 한다. 따라서 안정화 조건은 다음으로 결정된다.

$$\begin{cases} \phi_a = -\tan\theta_e \dot{\psi}_b, \dot{\theta}_e = 0 \\ \ddot{\phi}_a = -\tan\theta_e \ddot{\psi}_b, \ddot{\theta}_e = -\tan\theta_e \dot{\psi}_b^2 \end{cases} \tag{12}$$

여기서 안테나의 롤운동은 방위각 김발과 고각 김발 회전축에 직교하므로, (12)에서의 방위각, 고각 김발의 운동은 절대적인 운동을 의미한다.

결론적으로 방위각 김발좌표계 기준 롤회전을 야기하는 차량의 운동은 안테나 전체를 회전시키므로 위성추적을 유지하기 위해서는 (12)의 관계를 갖는 두 김발의 절대적 회전이 필요하다. 따라서 안테나 롤 운동이 존재하는 경우 LOS가 위성 추적을 유지시키기 위해서는  $\dot{\phi}_a = -\tan\theta_e \dot{\psi}_b$ 를 만족하도록 방위각 김발을 회전시켜야 되며, 이 때 필요한 방위각과 고각 김발의 구동 토크를  $\tau_{\psi_a}, \tau_{\psi_e}$ 라 하면 (13)으로 나타낼 수 있다.

$$\tau_{\psi_a} = -J_a(\theta_e) \tan\theta_e \ddot{\psi}_b, \tau_{\psi_e} = -J_e \tan\theta_e \dot{\psi}_b^2 \tag{13}$$

여기서  $J_e$ 는 고각김발의 질량관성모멘트이다.

2.2 안정화 제어

김발의 안정화제어는 Fig. 3과 같이 내부의 자이로를 이용한 속도루프와 외부의 위치루프로 구성된다. 여기에서  $d$ 는 자이로의 편류이다. 외부의 점선으로 나타낸 위치루프는 물리적 루프로 실제로는 모노펄스 신호에서 LOS의 지향오차  $e$ 를 얻게 된다.

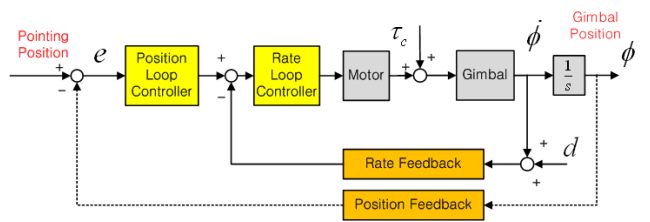


그림 3 김발 안정화 제어 블록선도  
Fig. 3 Block Diagram of Gimbal Stabilization

기존 안정화 제어에서는 속도루프는 비례제어,  $K_d$ , 위치 제어는 비례-적분제어,  $K_p + K_i/s$ 를 적용하며, 이 때 폐회로에서 김발회전각  $\Phi(s)$ 은 위치기준입력  $R(s)$ , 자이로 편류  $D(s)$ 와 다음의 관계를 갖는다.

$$\Phi(s) = \frac{K_d(K_p s + K_i)R(s) + s\tau_d(s) - K_d s D(s)}{J_0 s^3 + (B + K_d)s^2 + K_p K_d s + K_d K_i} \tag{14}$$

(14)에서 폐회로는 3-차로 증가되며, 설계이득  $K_d$ ,  $K_p$ ,  $K_i$  를 이용하여 폐회로 극점을 임의의 위치로 배치할 수 있다. 또한 정상상태에서 일정크기의 기준입력과 외란의 DC-성분에 의한 추종오차는 없으며, 특히 자이로 편류에 의한 정상상태 오차도 존재하지 않는다.

본 연구에서는 위의 기존 안정화 제어의 성능 향상을 위해 속도제어 루프에 슬라이딩모드 제어를 변형하여 적용한다. 슬라이딩모드 제어는 외란에 대한 강인성과 아울러 개회로의 동특성에 관계 없이 폐회로의 동특성을 임의로 설계할 수 있는 장점을 갖고 있다[8-12]. 또한 앞의 안테나 롤운동 분석 결과를 토대로 롤운동 보상을 위한 속도앞먹임제어를 적용한다.

### 2.2.1 속도루프 제어

속도루프에 슬라이딩모드 제어를 적용하기 위해 (1)을 다음의 상태공간방정식으로 나타낸다.

$$\begin{aligned} \dot{\underline{x}}(t) &= A\underline{x}(t) + B_r r_p + B_r \tau_c + B_r \tau_d \quad (15) \\ \underline{x} &= \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \int (\dot{\phi} - r_p) dt \\ \dot{\phi} \end{Bmatrix} \\ A &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{C}{J_0} \end{bmatrix}, B_r = \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

(15)에서  $r_p$ 는 속도루프 기준입력이며, 위치루프 제어기의 출력이다. 또한 적분제어를 포함시키기 위해 적분항을 상태벡터에 포함시켰다.

(15)는  $(A, B)$ 가 가제어적 (controllable)이고, 외란은 매칭조건(matching condition)을 만족하므로 슬라이딩모드 제어를 적용할 수 있다.

일반적으로 슬라이딩평면은 상태벡터의 선형조합으로 정의하나, Fig. 3의 시스템에서는 자이로의 편류 때문에 상태벡터를 측정할 수 없는 문제가 있다. 따라서 본 연구에서는 자이로에 의해 측정된 김발의 회전속도에 기반을 둔 슬라이딩 평면을 (16)와 같이 정의한다.

$$\sigma(t) = S\underline{x}_m, \quad \underline{x}_m = \begin{Bmatrix} x_{1m} \\ x_{2m} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \int (\dot{\phi}_m - r_p) dt \\ \dot{\phi}_m \end{Bmatrix} \quad (16)$$

여기서  $\sigma \in R$ 는 슬라이딩 평면,  $S \in R^{(1 \times 2)}$ 은 슬라이딩 평면을 정의하는 벡터이며,  $\dot{\phi}_m$ 는 자이로로 측정된 김발회전속도로 실제의 회전속도  $\dot{\phi}$ 에 편류  $d$ 가 합해진 양 ( $\dot{\phi}_m = \dot{\phi} + d$ ) 이다. 여기서 편류는 상수로 가정한다.

$S = [\lambda \ 1]$ 로 정의하면 슬라이딩 평면  $\sigma(t) = 0$ 는 (17)을 만족한다.

$$\dot{\phi}_m + \lambda \phi_m = \lambda r_p \quad (17)$$

따라서 일정한 입력  $r_p$ 가 제공될 경우 정상상태에서 김발

은 자이로 신호가 이 입력과 같아지도록 일정속도  $-r_p$ 로 회전하게 된다. 만일  $r_p = 0$ 일 경우 김발은 자이로출력이 0이 되도록  $-d$ 의 속도로 회전을 의미한다. (17)에서 입력 추종 속도는 설계 변수인  $\lambda$ 가 클수록 빠르다.

슬라이딩모드 제어입력은  $\dot{\sigma}(t) = 0$ 에서 구하며, 다음으로 표현된다.

$$u(t) = -(SB)^{-1} \{ SAx_m(t) + SB_r r_p(t) + \alpha \sigma(t) \} - \rho (SB)^{-1} sgn[\sigma(t)] \quad (18)$$

(18)에서 우변 첫 번째 항은 선형제어입력으로 공칭시스템을 슬라이딩 평면에 유지시키며, 두 번째 항은 비선형제어입력으로 계의 상태를 슬라이딩 평면에 도달시킨다. 여기서  $\alpha > 0$ 인 상수이며,  $\rho > 0$ 는 비선형제어입력의 크기이다.  $sgn[*]$ 는 부호함수이다.

제어기 (18)의 슬라이딩 평면 도달성(reachability) 분석을 위해 함수  $V(t) = 0.5\sigma(t)^2$ 를 정의하고, 이 함수의 도함수를 구하면,

$$\dot{V}(t) = \sigma(t) \{ -\alpha \sigma(t) - \rho sgn[\sigma] + \tau_d / J_0 + Cd / J_0 \} \quad (19)$$

따라서 상태벡터를 슬라이딩평면에 도달시키기 위해  $\rho$ 는 다음을 만족하도록 설계한다.

$$\rho > |(\tau_d + Cd) / J_0| \quad (20)$$

### 2.2.2 위치루프 제어

속도루프가 슬라이딩모드 동역학을 따를 경우, 방위각 김발 제어계는 Fig. 4로 나타낼 수 있다. 위치제어루프에서는 (14)에서와 같이 정상상태에서의 추종 특성을 보장하기 위해 비례-적분제어를 적용한다. 또한 안테나의 롤방향 회전속도를 측정할 수 있을 경우 안테나 롤운동에 의한 LOS의 방위각 지향오차를 보상하기 위해 (12)에서의 관계를 이용하여 앞먹임제어를 추가한다. 단, 고각 김발 제어계에서는 앞먹임제어를 사용하지 않는다.

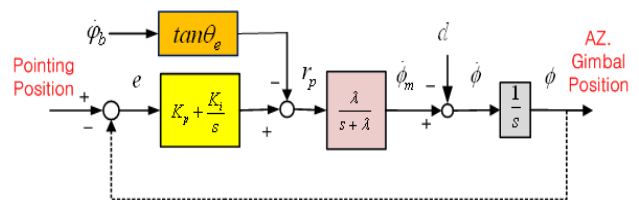


그림 4 슬라이딩모드 제어를 이용한 안정화 제어  
Fig. 4 Stabilization by sliding mode control

Fig. 4에서 앞먹임 제어부를 제외한 폐회로 동역학은 다음 식으로 표현되므로,

$$\Phi(s) = \frac{\lambda(K_p s + K_i)R(s) + s(s + \lambda)D(s)}{s^3 + \lambda s^2 + \lambda K_p s + \lambda K_i} \quad (21)$$

정상상태 응답은 (14)와 동일하며, 또한 편류의 영향을 받지 않는다. (21)에서 비례이득  $K_p$ 와 적분이득  $K_i$  및  $\lambda$ 는 폐회로 극점배치 방법을 이용하여 쉽게 설계할 수 있다.

본 연구 대상에서 자이로는 빠른 속도의 측정이 가능하나, LOS 지향오차는 모노펄스 신호를 분석하여 얻게 되므로 위치루프는 디지털 제어를 적용한다. Fig. 4에서 위치루프 제어기는 다음 차등방정식으로 표현된다.

$$r_p(k) = r_p(k-1) + (K_p + TK_i)e(k) - K_i e(k-1) \quad (22)$$

여기서  $T$ 는 샘플링 간격이며,  $e$ 는 위치오차,  $r_p$ 는 위치루프 출력이며 속도루프의 입력으로 전달되고,  $k$ 는 샘플링 순간을 나타낸다.

단, 정상상태에서 디지털제어와 연속제어는 동일한 성능을 보이므로 일정 입력, 외란의 DC-성분 및 편류에 의한 추종오차는 없다.

슬라이딩모드 제어는 비선형 부호함수를 포함하므로 채터링 현상이 불가피하다. 이를 피하기 위해 부호함수를 다음 그림과 같이 포화함수로 대체시킬 수 있다.

$$\text{sgn}[\sigma] \approx \begin{cases} \sigma/\delta & \text{when } -\delta \leq \sigma \leq \delta \\ \text{sgn}[\sigma] & \text{otherwise} \end{cases} \quad (23)$$

(22)에서 변수  $\delta$ 에 의해 계의 응답은 슬라이딩 평면에 존재하지 않고 슬라이딩 평면을 중심으로 일정 폭을 갖는 영역 내에 존재하게 된다. 따라서 이 경우 채터는 제거 또는 감소시킬 수 있지만, 제어성능은 저하된다. (23)를 적용한 제어를 유사슬라이딩모드제어(PSMC, Pseudo SMC)라 한다.

### 3. 시뮬레이션 및 결과 고찰

앞에서 제시한 외란해석과 제안한 안정화 제어기 설계 방법의 타당성 및 성능 검증을 위해 시뮬레이션을 실시하였다. 대상은 제작 중인 OTM 단말기로 매개변수는 Table 1과 같다. Table 1에서 고각은 고각 회전부 전체, 방위각은 고각 회전부를 제거하고 남은 방위각 회전부 전체를 의미한다. Table 1의 모든 변수는 각각의 좌표계에서 정의된 값이다. 관성적(product of inertia)은 관성모멘트에 비해 작아 무시하였다. 또한 질량 편심은 실제 제작과정에서 균형추를 이용하여 조정하므로 무시하였다.

시뮬레이션은 차량이 수평인 상태에서 안테나가 위성을 지향하고 있는 중 차량이 요 방향으로만 회전하는 경우 안정화 성능을 분석하였다. 차량의 요운동은 각속도가 4초 동안 0.2Hz에서 5Hz까지 선형으로 증가하는 Chirp 신호 형태이며, 진폭은  $50^\circ/s$ 로 가정하였다. 4초 이후에는 차량은 현재 위치에서 정지상태를 유지한다. Fig. 5는 이 때 차량의 요방향 회전각이다. 이 시뮬레이션 상황에서는 방위각 김발에는 차량 운동이 마찰특성과 결합하여 발생하는 마찰토크만이 외란으로 작용하며, 고각 김발에는 외란이 존재하지

않는다. 따라서 고각김발은 안정된 상태를 유지하고 있다.

제어에서 샘플링 주파수는 속도루프의 경우 10KHz, 위치루프는 200Hz로 가정하였으며, 제어기 이득은 (21)에서 폐회로가 15Hz 대역폭을 갖도록 설계하였다. 설계된 변수는  $\lambda = 627$ ,  $K_p = 142$ ,  $K_i = 6345$ ,  $\alpha = 450$  이다.

표 1 시뮬레이션 모델의 매개변수

Table 1 Parameters of simulation model

	Mass (Kg)	Principal Moment of Inertia ( $Kg\ cm^2$ )			Friction (Nm)	Gyro Drift ( $^\circ/s$ )
		$I_{xx}$	$I_{yy}$	$I_{zz}$		
Elevation	14.1	10,517	5,657	8,334	22, 20	1
Azimuth	19.8	25,590	21,881	4,920	22, 20	1

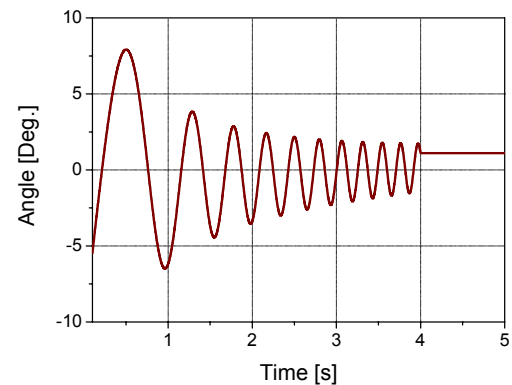
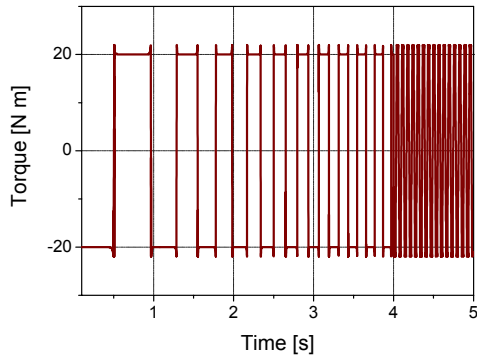


그림 5 차량의 요 회전각

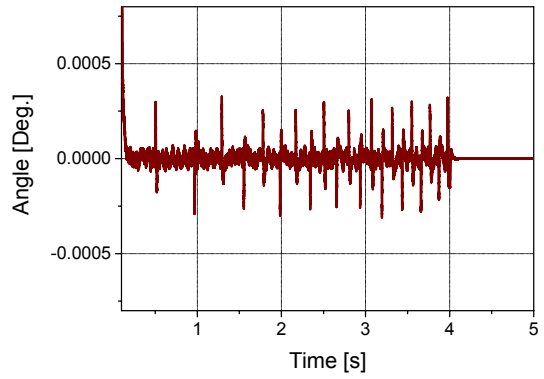
Fig. 5 Yaw angle of vehicle motion

Fig. 6은 (18)에서  $\rho=0$ 인 선형제어를 적용한 경우 응답으로, 6(a)는 김발에 작용하는 마찰토크, 6(b)는 이 때의 제어입력, 6(c)는 안테나 LOS의 방위각 지향오차이다. 6(a)에서 마찰토크는 (7)에서와 같이 차량과 방위각 김발의 상대적 회전방향이 바뀌는 순간 정지마찰에서 운동마찰영역으로의 천이 발생됨을 알 수 있으며, 4초 이후 차량의 운동이 멈춘 후에는 마찰과 제어기의 적분제어가 결합되어 나타나는 전형적인 스틱-슬립운동이 발생되었다. 6(b)의 제어입력에서도 4초 이후의 스틱-슬립 현상을 확인할 수 있다. 6(c)에서 안정화 오차는 차량 운동시 최대  $0.021^\circ$ 이었으며, 스틱-슬립 구간에서 최대  $0.013^\circ$ 이었다. 또한 초기응답 직후 위치제어기 출력은  $r_p \approx -1$ 가 되어 자이로의 편류의 반전 값으로 수렴하여 자이로 편류가 보상되었다.

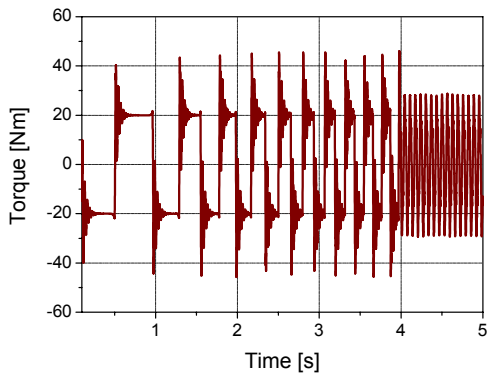
Fig. 7은 슬라이딩모드 제어를 적용한 경우 응답으로, 이 때 비선형제어입력은  $\rho=50$ 로 하였다. 이 값은 (20)을 만족한다. 7(b)에서 안정화 오차는 최대  $0.0003^\circ$ 로 Fig. 6(c)의 선형제어에 비해 거의 1/70 수준으로 감소하였다. 하지만 7(a)에서와 같이 고주파수의 채터링이 발생됨을 알 수 있다. 또한 선형제어에서와 달리 4초 이후 스틱-슬립현상은 발생하지 않았으며, 따라서 안정화 오차는 거의 나타나지 않았다. 이 결과로 슬라이딩모드 제어가 외란에 강한 특성을 확인할 수 있다.



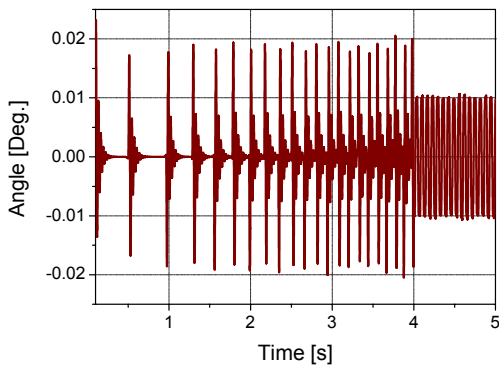
(a) 마찰토크, (a) friction torque



(b) 안정화 오차, (b) stabilization error



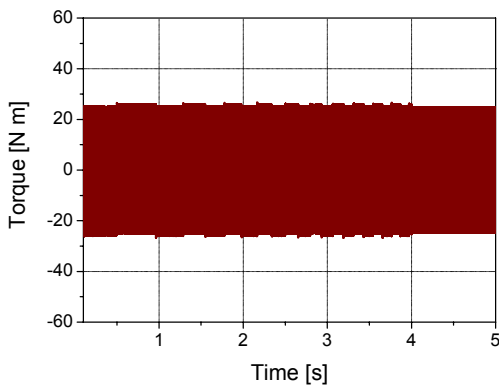
(b) 제어입력토크 (b) control input torque



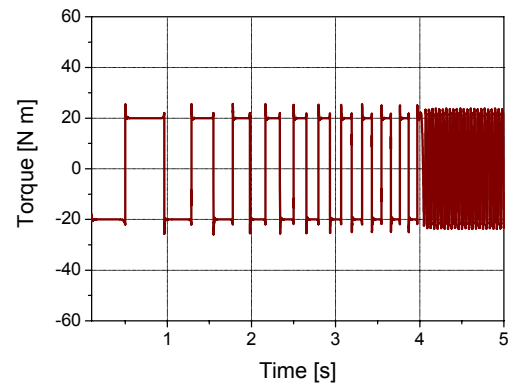
(c) 안정화 오차, (c) stabilization error

그림 6 선형제어응답

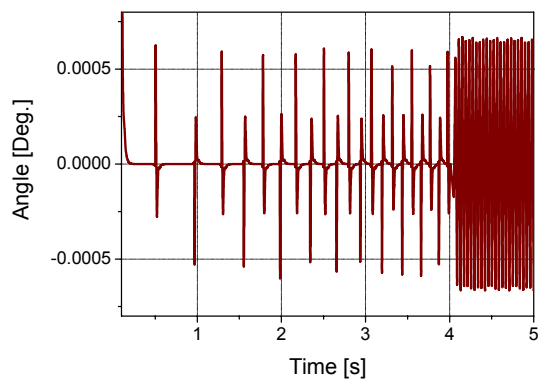
Fig. 6 Response of linear control



(a) 제어입력, (a) control input torque



(a) 제어입력, (a) control input torque



(b) 안정화 오차, (b) stabilization error

그림 7 SMC제어 응답

Fig. 7 Response of sliding mode control

Fig. 8은 슬라이딩모드 제어의 채터링 감소를 위해 (23)의 근사화를 적용한 PSMC 제어의 결과이다. (23)에서 포화함수 폭  $\delta=0.08[mrad]$ 는 주어진 외란하에서 채터링이 발생되지 않으며, 제어성능이 우수한 값으로 시행착오를 거쳐 선정하였다. Fig. 8(a)는 PSMC의 제어입력, (b)는 안정화 오차로, 제어입력은 채터링이 제거되었음을 확인할 수 있다. 그러나 4초 이후 차량이 정지한 상태에서는 선형제어에서와

그림 8 PSMC 응답

Fig. 8 Response of PSMC

같이 스틱-슬립 현상이 발생되었다. 이는 제어 중 슬라이딩 함수가 (23)의 선형 근사화 부분에 잔류하고 있어 실제는 고이득의 비례제어에 미분 및 적분 제어가 이루어졌기 때문이다. 안정화 오차는 차량 이동시 최대  $0.0006^\circ$ , 차량정지시 스틱-슬립 영역에서 최대  $0.0007^\circ$ 의 오차가 발생하였다. 안정화 오차는 SMC에 비해 2배 정도 증가하였으나, 절대적인 크기는 매우 작다. 스틱-슬립영역의 안정화 오차가 선형 제어에 비해 작은 이유는 PSMC에서는 비례제어에 비해 고이득의 비례제어가 적용되었기 때문이다. 8(a)의 제어입력은 실제로 김발에 작용하는 마찰력의 반전과 거의 동일하다.

차량이 수평이고 위성이 차량 전면에 있을 때 차량이 피치방향으로만 운동하는 경우는 앞의 시뮬레이션과 반대로 방위각 김발에는 외란이 존재하지 않으며, 고각 김발에만 마찰에 의한 외란토크가 작용한다. 이 때의 제어 성능은 앞의 방위각 안정화 성과 유사함을 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 이 때 역시 외란에 강인한 슬라이딩모드 제어와 PSMC의 성능이 선형제어에 비해 월등한 수준임을 확인하였다. 본 논문에서는 지면 관계상 생략하기로 한다.

1.4절에서 차량운동에 의한 안테나의 롤운동은 김발의 절대적 구동을 필요로 하므로 안정화 측면에서는 가장 가혹한 조건임을 밝혔다. 이를 확인하기 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 조건은 1.4절의 해석 상황과 같이 차량이 수평이며, 위성은 차량전면에 있고, 차량은 롤운동만이 존재하는 경우이다. 이 때 위성을 지향하고 있는 안테나 고각은  $45^\circ$ 로 가정하였다. 차량의 롤운동의 회전속도는 Fig. 9과 같이 5초 동안 0.2Hz에서 5Hz까지 선형으로 증가하는 Chirp 신호 형태이며, 진폭은  $50^\circ/s$ 로 가정하였다.

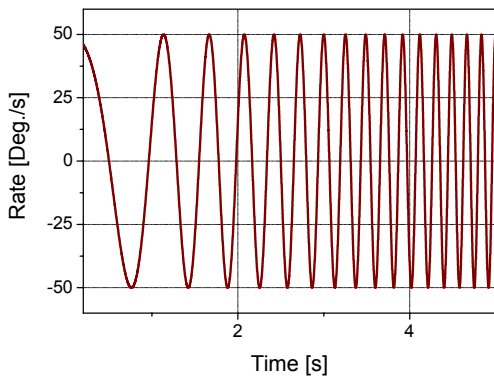
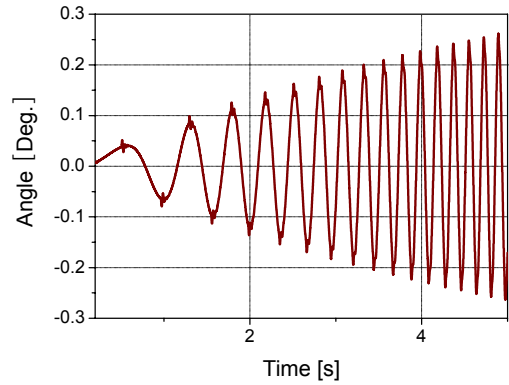
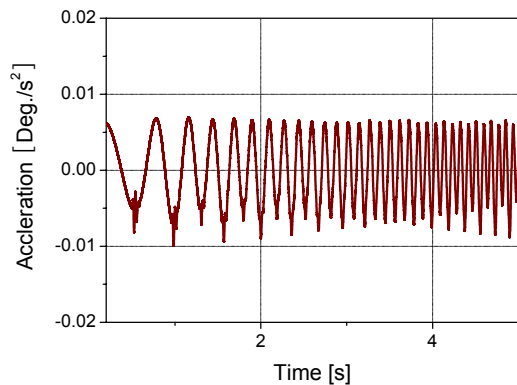


그림 9 차량의 롤운동- 회전속도  
Fig. 9 Roll motion of vehicle - roll rate

Fig. 11은 Fig. 10의 선형제어에서 방위각 제어기에 Fig. 4와 같이 앞먹입제어를 추가 적용한 경우 방위각 안정화 오차이다. Fig. 10(a)에 비해 안정화 오차가 감소하였으며, 마찰토크에 의한 영향이 큰 비중을 차지함을 알 수 있다. 앞먹입제어에 의해 롤운동의 영향이 많이 감소하였으나, 롤주파수가 증가할수록 오차가 증가하는 경향은 Fig. 10(a)에서와 같은 맥락에서 설명할 수 있다. 최대오차는 5초 지점의 5Hz 롤 운동에서 발생되었으며,  $0.020^\circ$ 로 나타났다. 최대오차는 앞먹입제어를 적용하지 않은 경우의 1/13 수준으로 감소하였다. 따라서 안테나 롤운동 보상을 위해 앞먹입 제어 적용이 필요함을 확인할 수 있다.



(a) 방위각 안정화 오차, (a) Azimuth position error



(b) 고각 안정화 오차, (b) Elevation position error

그림 10 선형제어응답-앞먹입 제어 미적용

Fig. 10 Response of linear control without feedforward roll compensation

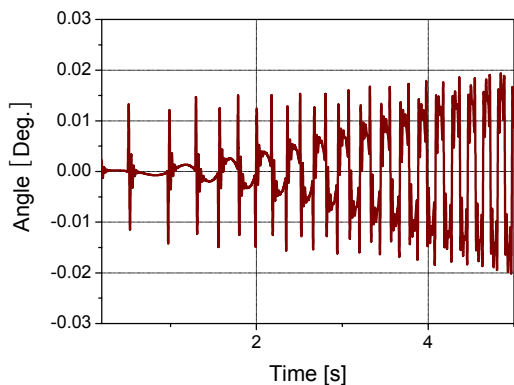


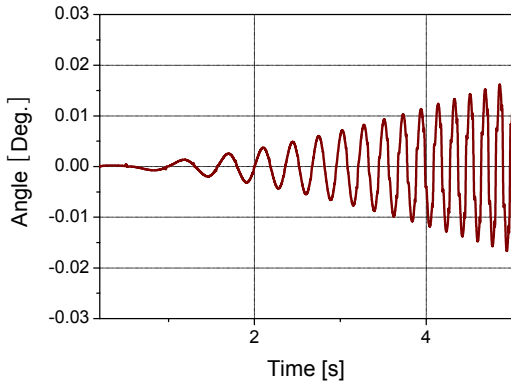
그림 11 선형제어응답-앞먹입제어 방위각안정화 오차

Fig. 11 Azimuth error of linear control with feedforward roll compensation

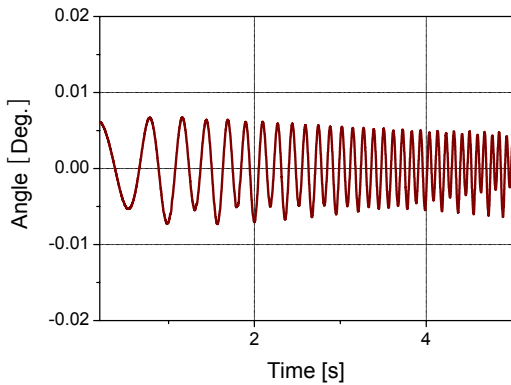
Fig. 12는 PSMC와 롤보상 앞먹입제어를 적용한 경우 방위각과 고각 안정화 오차이다. 방위각 오차 12(a)는 Fig. 11의 방위각 오차에 비해 마찰토크에 의한 영향이 거의 제거되고 롤운동에 의한 외란토크 영향이 주로 나타났으며, 최대오차는 5초 지점에서  $0.017^\circ$ 로 나타났다. 12(b)의 고각 안정화 오차 역시 10(b)과 비교 마찰토크의 영향이 거의 제거되었음을 알 수 있다. 최대오차는  $0.007^\circ$ 로 나타났다.



SMC의 응답은 Fig. 12의 PSMC와 유사하나 제어입력의 채터링이 존재하였다. 지면 관계상 SMC 응답은 생략한다. 롤운동에 의한 안정화 오차는 제어기의 대역폭을 높일수록 안정화 오차가 작아짐을 확인할 수 있었다.



(a) 방위각 안정화 오차, (a) Azimuth position error



(b) 고각 안정화 오차, (b) Elevation error

그림 12 PSMC제어응답-앞먹임 제어 적용

Fig. 12 Response of PSMC control with feedforward roll compensation

이 상의 시뮬레이션 결과로 SMC는 외란에 강인한 특성을 보장하므로 선형제어에 비해 우수한 안정화 성능을 보장한다고 할 수 있다. SMC의 채터링 문제는 PSMC로 완화할 수 있으나, SMC에 비해 다소의 안정화 오차가 증가하나 그 크기는 작았다. 롤운동에 의한 안정화 오차를 개선시키기 위해서는 롤운동 보상 앞먹임제어가 효과적이라 할 수 있다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 차량에서 사용하는 2-자유도 김발구조의 OTM 단말기 시선의 정지위성 추적 안정화 제어를 대상으로 하였다. 안정화 외란을 분석하였으며, 차량과 김발의 상대적 움직임에서 발생하는 마찰 모델을 제시하였고, 3-자유도 차량운동을 2-자유도 김발로 안정화함에 따른 김발의 안정화 메커니즘을 분석하였다. 특히 위성 추적을 유지하기 위한 방위각과 고각 김발의 절대적 운동과 안테나 롤운동의 관계를 유도하였다. 제어 메커니즘으로는 외란에 강인한 슬

라이딩모드의 속도루프와 비례-적분제어의 위치루프로 구성되는 안정화 제어구조를 제안하였으며, 특히 편류를 갖는 자이로 신호 기반 슬라이딩모드 제어를 제안하였다. 또한 안테나 롤운동에 의한 안정화 오차 분석을 통해 롤운동 보상 앞먹임제어구조를 추가하였다.

이상의 제안된 해석과 안정화 제어기의 타당성 및 성능 검증에 대해 시뮬레이션을 수행하였으며, 그 결과 슬라이딩모드 제어구조가 기존의 선형제어에 비해 외란에 대한 안정화 성능이 우수함을 보였으며, 안테나 롤운동 보상 앞먹임제어가 필요성을 검증하였다. 제안된 제어기 설계방법은 현재 설계 중인 OTM 단말기에 적용할 예정이다.

#### 감사의 글

이 논문은 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업(No.2010-0008252)과, 2010년도 경원대학교 지원에 의한 결과임.

#### 참 고 문 헌

- [1] J. Debruin, "Control Systems for Mobile Satcom Antennas," IEEE Control Systems Magazine, pp. 86-101, Feb., 2008.
- [2] M. K. Masten, "Inertially Stabilized Platforms for Optical Imaging Systems," IEEE Control Systems Magazine, pp. 47-64, Feb., 2008.
- [3] J. M. Hilkert, "Inertially Stabilized Platform Technology," IEEE Control Systems Magazine, pp. 26-46, Feb., 2008.
- [4] P. J. Kennedy and R. L. Kenny, "Direct Versus Indirect Line of Sight(LOS) Stabilization," IEEE Trans. on Control Systems Technology, Vol. 11, No. 1, pp. 3-15, 2003.
- [5] T. D. Cho, S. H. Seo, and K. J. Nam, "A Precision Position Control of Antenna Driving System in Naval Vessel," J. of the Korean Society of Precision Engineering, Vol. 18, No. 4, pp. 190-196, 2001.
- [6] C. L. Lin and Y. H. Hsiao, "Adaptive Feedforward Control for Disturbance Torque Rejection in Seeker Stabilization Loop," IEEE Trans. on Control Systems Technology, Vol. 9, No. 1, pp. 108-121, 2001.
- [7] K. J. Seong, H. G. Kang, B. Y. Yeo, and H. P. Lee, "The Stabilization Loop Design for a Two-Axis Gimbal System Using LQG/LTR Controller," SICE-ICASE International Joint Conference, Busan Korea, pp. 755-759, 2006.
- [8] V. I. Utkin, A. Sabanovic, "Sliding modes applications in power electronics and motion control systems," Industrial Electronics, 1999. ISIE '99. Proceedings of IEEE International Symposium on, Vol. 1, pp. TU22-31, 1999.

- [9] D. K. Young, V. I. Utkin, and U. Ozguner, "A control engineer's guide to sliding mode control," IEEE Trans. on Control Systems Technology, Vol. 7, No. 3, pp. 328-342, 1999.
- [10] C. Edward and S. K. Spurgeon, "Sliding mode control theory and application," Taylor & Francis Ltd., pp. 31-63, 1998.
- [11] V. I. Utkin, "Sliding modes in control optimization," Springer-Verlag New York, Inc., 1992.
- [12] M. S. Kang, "Sliding Mode Control for Active Magnetic Bearing System," J. of KSPE, Vol. 25, No. 12, pp. 82-88, 2008.
- [13] L. Marton and B. Lantos, Modeling, Identification, and Compensation of Stick-Slip Friction, IEEE Trans. On Industrial Electronics, Vol.54, No.1, pp. 511-521, 2007.
- [14] M. S. Kang, "Precision Stabilization Control of Servo-system by Using Friction Compensation," J. of the Korean Society of Precision Engineering, Vol. 16, No. 3, pp. 109-115, 1999.

---

## 저 자 소 개



### 강민식 (姜珉植)

1980년 서울대학교 기계공학과(공학사).  
1983년 한국과학기술원 기계공학과(공학석사). 1987년 한국과학기술원 기계공학과(공학박사). 1998년~현재 경원대학교 기계·자동차공학과 교수. 관심분야는 동역학 및 제어, 계측제어, 로봇, 건설제어, 운동제어.

Tel : 031-750-5524

Fax : 031-750-5273

E-mail : mskang@kyungwon.ac.kr



### 조용완 (趙庸完)

1993년 군산대학교 정보통신공학과(공학사). 2001년 강원대학교 정보통신공학과(공학석사). 2003년~현재 삼성탈레스. 관심분야는 위성통신 시스템, 위성통신 이동용 안테나 자세 안정화 및 추적 제어.

Tel : 031-601-5167

Fax : 031-601-5400

E-mail : yongwan.cho@samsung.com